

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 05-332512

(43)Date of publication of application : 14.12.1993

(51)Int.Cl.

F23C 11/02
F23D 14/24

BEST AVAILABLE COPY

(21)Application number : 04-138733

(71)Applicant : MITSUBISHI HEAVY IND LTD
CHORYO ENG CO

(22)Date of filing : 29.05.1992

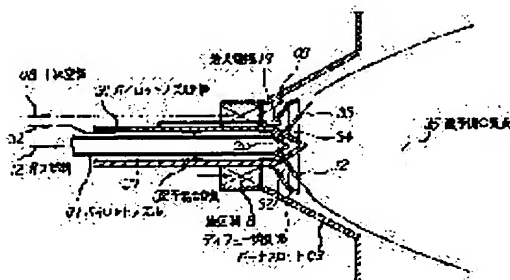
(72)Inventor : TOKUDA KIMIYO
ICHINOSE TOSHIMITSU
OGURI MASA HARU

(54) BURNER FOR GAS TURBINE COMBUSTION DEVICE

(57)Abstract:

PURPOSE: To enable a substantial reduction of an amount of occurrence of NO_x to be attained in a burner for a combustion device comprising a pre-mixing type main nozzle for use in igniting gas fuel and a pilot nozzle for keeping a stable ignition of a lean premixed flame formed by the main nozzle.

CONSTITUTION: An outer pipe 31 is arranged at an outside part of a pilot nozzle 01 and a premixed air 32 for a pilot nozzle is supplied to an annular sectional passage 37 between the pilot nozzle and the outer pipe. As the gas fuel 12 is injected out of injection holes 20 and 34, the air 32 is sucked to form the rich premixed gas 33. The mixed gas is injected to a burner throat 03 for the pilot nozzle so as to form a rich premixed gas flame 35 having a less amount of occurrence of NO_x as well as a superior igniting characteristics. A difuser plate 36 is arranged at a downstream end of a circulating vane at an outer circumference of the pilot nozzle outer pipe 31, resulting in that a flame length like a dispersion flame is attained and a flame holding performance is maintained.



(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平5-332512

(43)公開日 平成5年(1993)12月14日

(51)Int.Cl.⁵

F 2 3 C 11/02

F 2 3 D 14/24

識別記号

3 0 9

庁内整理番号

6908-3K

F I

技術表示箇所

C

審査請求 未請求 請求項の数 1 (全 7 頁)

(21)出願番号 特願平4-138733

(22)出願日 平成4年(1992)5月29日

(71)出願人 000006208

三菱重工株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目5番1号

(71)出願人 000214711

三菱エンジニアリング株式会社

長崎県長崎市深堀町5丁目717番地1

(72)発明者 徳田 君代

長崎市深堀町5丁目717番1号 三菱重工
株式会社長崎研究所内

(72)発明者 一ノ瀬 利光

長崎市深堀町5丁目717番1号 三菱重工
株式会社長崎研究所内

(74)代理人 弁理士 坂間 暁 (外2名)

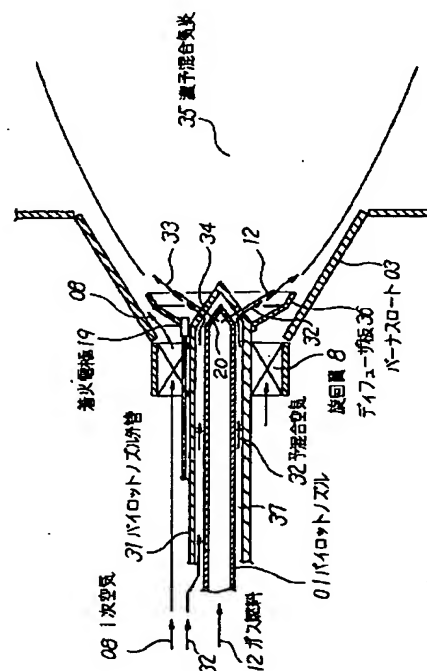
最終頁に続く

(54)【発明の名称】 ガスタービン燃焼器用バーナ

(57)【要約】

【目的】 ガス燃料を燃焼させる予混合型メインノズルと、それらが形成する稀薄予混合炎の安定着火を維持するパイロットノズルとを有する燃焼器用バーナにおいて NO_x 発生量を大幅に低減させること。

【構成】 パイロットノズル(01)の外側に外管(31)を設けて、その間の環状断面通路(37)にパイロットノズル用予混合空気(32)を供給する。ガス燃料(12)が噴孔(20)、(34)から噴出すると、空気(32)を吸引して濃予混合気(33)を形成し、これがパイロットノズル用バーナスロット(03)に噴出して、着火性に優れ、 NO_x 発生量が少ない濃予混合気炎(35)を形成する。またパイロットノズル外管(31)の外周の旋回翼の後流部にディフューザ板(36)を設けることにより、拡散炎なみの火炎長とし、保炎性能を維持する。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 ガス燃料を燃焼させる予混合型メインノズルを有するガスタービン燃焼器用バーナにおいて、パイロットノズルを間隔をへだてて取囲み、先端部に上記パイロットノズルのガス燃料噴孔と同軸で同数かつ上記ガス燃料噴孔よりも大径の濃予混合気噴孔を有するパイロットノズル外管と、上記パイロットノズル外管とパイロットノズル用バーナスロートの間の通路に設けられた旋回翼の後流部に設けられたディフューザ板とを具備したことを特徴とするガスタービン燃焼器用バーナ。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は、ガス燃料を燃焼させる予混合型メインノズルと、それらが形成する稀薄予混合炎の安定着火を維持するためのパイロットノズルとを有するガスタービン燃焼器用バーナに関する。

【0002】

【従来の技術】

（構成）図2は、本発明の前提となる従来のガスタービン燃焼器用バーナの一例を示す縦断面図、図3は図2中のパイロットノズルを示す拡大縦断面図、図4は図2中の予混合型メインノズルを示す拡大縦断面図である。これらの図において、（01）はパイロットノズル、（02）は予混合型メインノズル、（03）はパイロットノズル用バーナスロート、（04）は予混合型メインノズル用バーナスロート、（05）は燃焼器、（06）は燃焼室、（07）は燃焼用空気、（08）はパイロットノズル用1次空気、（09）は予混合型メインノズル用1次空気、（10）は2次空気、（11）はガス燃料、（12）はパイロットノズル用ガス燃料、（13）は予混合型メインノズル用ガス燃料、（14）はガスタービン駆動用排ガス、（15）はガスタービン室、（16）は拡散炎、（17）は予混合炎、（18）は旋回翼、（19）は着火電極、（20）はパイロットノズル用ガス燃料噴孔、（21）は予混合型メインノズル用ガス燃料噴孔をそれぞれ示す。

【0003】パイロットノズル（01）とパイロットノズル用バーナスロート（03）とによって形成される環状空気通路には旋回翼（18）が設けられ、更に図3に示されるとおり、パイロットノズル（01）の先端近くには着火電極（19）が設けられている。図示されていない空気圧縮機から送られてきた燃焼用空気（07）は、パイロットノズル用1次空気（08）、予混合型メインノズル用1次空気（09）および2次空気（10）の3系統に分けられ、それぞれパイロットノズル（01）、予混合型メインノズル（02）および燃焼器（05）へ送り込まれる。また、図示されていないガス燃料供給設備から送り込まれて来たガス燃料（11）は、パイロットノズル用ガス燃料（12）と予混合型メインノズル用ガス燃料（13）に分けられる。

【0004】パイロットノズル用ガス燃料（12）はパイロットノズル（01）へ送り込まれ、パイロットノズル（01）先端のパイロットノズル用ガス燃料噴孔（20）からパイロットノズル用バーナスロート（03）へ噴射される。一方パイロットノズル用1次空気（08）は、旋回翼（18）を通してパイロットノズル用バーナスロート（03）へ吹き込まれる。パイロットノズル用ガス燃料（12）は着火電極（19）によって着火し、パイロットノズル用1次空気（08）と拡散混合しながら火炎を形成して燃焼を継続するが、この形成される火炎は拡散炎（16）である。

【0005】予混合型メインノズル用ガス燃料（13）は予混合型メインノズル（02）へ送り込まれ、予混合型メインノズル（02）の先端に穿孔された予混合型メインノズル用ガス燃料噴孔（21）から予混合型メインノズル用バーナスロート（04）へ噴射されるが、その噴射方向は、別途予混合型メインノズル（02）の外周部から同バーナスロート（04）へ送り込まれて来る予混合型メインノズル用1次空気（09）との混合を迅速かつ効果的に行なわせるため、予混合型メインノズル用1次空気（09）流に対してほぼ直角に吹込むようになっている。

【0006】このようにして予混合型メインノズル用バーナスロート（04）内へ吹込まれた予混合型メインノズル用ガス燃料（13）と予混合型メインノズル用1次空気（09）は、予混合型メインノズル用バーナスロート（04）内で十分に混合した後、燃焼室（06）内へ吹込まれて、パイロットノズル（01）が形成する拡散炎（16）によって着火し予混合炎（17）を形成する。

【0007】予混合型メインノズル（02）が形成する予混合炎（17）は、予混合ガスの吹出し速度が早い上に保炎器を有しないため、それ自身で保炎することは困難である。また、予混合型メインノズル（02）に保炎器を設けて着火点を近づけると、予混合ガスが他場所へ逆流した場合の逆火や、予混合型メインノズル（02）、予混合型メインノズル用バーナスロート（04）、保炎器等の燃損が懸念される。したがって、予混合型メインノズル（02）が形成する予混合炎（17）の着火安定の維持は、パイロットノズル（01）が形成する拡散炎（16）によって行なうことになる。

【0008】通常、ガスタービン燃焼器用バーナにおいては、予混合型メインノズル用ガス燃料（13）の燃料配分割合は全ガス燃料（11）の90%以上であり、パイロットノズル用ガス燃料（12）は全体の数%に過ぎないが、パイロットノズル（01）の性能は特に優れたものが要求される。

【0009】従来のガスタービン燃焼器用バーナでは、予混合型メインノズル（02）が形成する予混合炎（17）の空気比を約1.8、パイロットノズル（01）が形

成する拡散炎(16)の空気比を約0.8に設定して燃焼室(06)の前半においては燃焼を完結する。このようにして生成された燃焼ガスは、燃焼室(06)の後半において別途燃焼室(06)内へ送り込まれて来た2次空気(10)と混合して所定温度に調整され、ガスタービン駆動用排ガス(14)(含有 $O_2 \approx 10.5\%$)としてガスタービン室(15)へ送り込まれる。

【0010】この従来のガスタービン燃焼器用バーナによって生成されたガスタービン駆動用排ガス(14)は、含有 NO_x が約60ppm($O_2 = 15\%$ ベース)と高い。最近では環境保全の観点からガスタービン排ガスの NO_x 抑制の気運が高まっており、ガスタービン燃焼器用バーナの改善が望まれている。

【0011】

【発明が解決しようとする課題】従来のガスタービン燃焼器用バーナは、予混合型メインノズル(02)の燃料配分率を約90~95%として計画されていたが、予混合型メインノズル(02)が形成する予混合炎(17)は、それ自身で保炎が困難なため、パイロットノズル(01)が形成する火炎によって着火の安定を図る。したがってパイロットノズル(01)が形成する火炎は、常時安定していても複数の予混合型メインノズル(02)の全ての火炎を安定して保持できるだけの、長さや大きさが必要となる。同一燃焼量であれば、予混合炎(17)よりも拡散炎(16)の方が長くなるのは衆知のとおりであり、このため従来のパイロットノズル(01)の多くは拡散炎(16)を形成するように配慮されてきた。

【0012】ガスタービンから放出される排ガスが含有する NO_x は、燃料配分割合が90%以上を占める予混合炎(17)から発生する NO_x と、燃料配分割合が数%の拡散炎(16)から発生する NO_x の和となる。

【0013】図5はガス燃料による燃焼試験結果の一例で、 NO_x 発生量と空気比の関係を示したものである。この図によれば、空気比=2.0の予混合炎の NO_x 発生量は8ppm、空気比=2.0の拡散炎の NO_x 発生量は350ppmである。したがって燃料配分割合(予混合炎/拡散炎)=95/5の場合、 NO_x 総量は(予混合炎側: $8 \times 0.95 = 7.6$ ppm) + (拡散炎側: $350 \times 0.05 = 17.5$ ppm) = 25.1ppmとなる。すなわち予混合炎側から($7.6 / 25.1 \times 100 =$) 30%、拡散炎側から($17.5 / 25.1 \times 100 =$) 70%が発生していることになる。

【0014】このようにパイロットノズル(01)によって形成される拡散炎(16)は、燃料配分割合が全体の数%であるにも拘らず、 NO_x 発生量は全体の70%をも占めるので、従来のガスタービン燃焼器用バーナでは、ガスタービン排ガス中の NO_x を大幅に低減することが困難であった。

【0015】

【課題を達成するための手段】本発明は、前記従来の課題を解決するために、ガス燃料を燃焼させる予混合型メインノズルを有するガスタービン燃焼器用バーナにおいて、パイロットノズルを間隔をへだてて取囲み、先端部に上記パイロットノズルのガス燃料噴孔と同軸で同数かつ上記ガス燃料噴孔よりも大径の濃予混合気噴孔を有するパイロットノズル外管と、上記パイロットノズル外管とパイロットノズル用バーナスロートの間の通路に設けられた旋回翼の後流部に設けられたディフューザ板とを具備したことを特徴とするガスタービン燃焼器用バーナを提案するものである。

【0016】

【作用】本発明は前記のとおり構成されているので、パイロットノズル外管内に予混合用空気を供給して、パイロットノズルで形成される火炎を予混合炎とすることにより、 NO_x 発生量を大幅に低減し、しかもパイロットノズル一次空気の旋回翼の後流にディフューザ板を設けたことにより、従来の拡散炎と同等の火炎長を得て、パイロットノズルとしての着火安定性や保炎性能を高く維持する。

【0017】

【実施例】

(構成)図1は本発明の一実施例を示す縦断面図である。図中、(31)はパイロットノズル外管、(32)はパイロットノズル用予混合空気、(33)は濃予混合気、(34)は濃予混合気噴孔、(35)は濃予混合気炎、(36)はディフューザ板、(37)は空気通路をそれぞれ示す。その他の符号については、前記図2ないし図4で説明した従来のものと様々なので、説明を省略する。

【0018】本実施例においては、パイロットノズル(01)を囲んで、間隔をへだててパイロットノズル外管(31)を設け、パイロットノズル(01)の外周に環状の空気通路(37)を形成させてパイロットノズル用予混合空気(32)を通気するようにする。そして、そのパイロットノズル外管(31)の先端部にはパイロットノズル(01)先端部に設けたパイロットノズル用ガス燃料噴孔(20)と同軸で同数の濃予混合気噴孔(34)を穿孔してある。またその濃混合気噴孔(34)の直径はパイロットノズル(01)先端部のガス燃料噴孔(20)の直径よりも大きく穿孔してある。本実施例ではまた、パイロットノズル外管(31)とパイロットノズル用バーナスロート(03)間の通路に設けられた旋回翼(18)の後流部に、ディフューザ板(36)を設ける。

【0019】ガスタービン燃焼器用バーナへ送り込まれて来た燃焼用空気(07)は、その一部がパイロットノズル用予混合空気(32)として、パイロットノズル(01)とパイロットノズル外管(31)によって構成される環状断面の空気通路(37)へ送り込まれる。一

方、パイロットノズル用ガス燃料(12)は、パイロットノズル(01)へ圧送され、パイロットノズル(01)先端に設けられたパイロットノズル用ガス燃料噴孔(20)から環状断面の空気通路(37)へ入り、パイロットノズル外管(31)に穿孔された濃予混合気噴孔(34)からパイロットノズル用バーナスロット(03)内へ噴出する。その際、環状断面の空気通路(37)へ送り込まれて来たパイロットノズル用予混合空気(32)を吸引混合して、濃予混合気(33)を形成する。パイロットノズル用予混合空気(32)とパイロットノズル用ガス燃料(12)の混合比率は、濃予混合気(33)の空気比が0.3~0.6となるよう調整される。

【0020】濃予混合気噴孔(34)からパイロットノズル用バーナスロット(03)内へ吹き込まれた濃予混合気(33)は、着火電極(19)によって着火し濃予混合気炎(35)を形成する。その保炎は、パイロットノズル外管(31)の外周に設けられた旋回翼(18)とその後流のディフューザ板(36)によって行なわれる。

【0021】パイロットノズル用1次空気(08)は、旋回翼(18)を通してディフューザ板(36)の周囲から、パイロットノズル用バーナスロット(03)内壁へ沿って旋回流として吹き込まれる。この旋回流によって、ディフューザ板(36)の背面が負圧となって循環渦流が形成される。濃予混合気噴孔(34)から噴出した濃予混合気(33)の一部が循環渦流に吸引されて着火し、ディフューザ板(36)の背面にリングフレームを形成する。リングフレームは循環渦流によって安定した着火源となり、濃予混合気炎(35)の着火が安定する。パイロットノズル用1次空気(08)の量は、パイロットノズル用予混合空気(32)量との和が、投入したパイロットノズル用ガス燃料(13)に対して空気比 ≤ 0.8 となるよう調整する。

【0022】パイロットノズル用1次空気(08)は更に、パイロットノズル用バーナスロット(03)の壁面に沿って、旋回流として濃予混合気炎(35)の後部領域に送り込まれる。濃予混合気炎(35)は予混合気炎でありながら空気比が低く、パイロットノズル用1次空気(08)も濃予混合気炎(35)の後部領域に投入されるので、パイロットノズル用1次空気(08)の混合は比較的緩慢となり、拡散炎相当の火炎長となる。

【0023】先に示した図5のガス燃料燃焼時における NO_x 発生量と空気比の関係から明らかなように、本実施例においては、パイロットノズル(01)で形成される火炎を拡散炎(16)から濃予混合気炎(35)にすることにより、大幅な NO_x 低減が可能となる。

【0024】

【発明の効果】本発明においては、パイロットノズルによって形成される火炎を従来の拡散炎から濃予混合気炎とすることにより、安定な長炎と大幅な NO_x 低減の確保が可能となる。

【図面の簡単な説明】

【図1】図1は本発明の一実施例を示す縦断面図である。

【図2】図2は従来のガスタービン燃焼器用バーナの一例を示す縦断面図である。

【図3】図3は図2中のパイロットノズルを示す拡大縦断面図である。

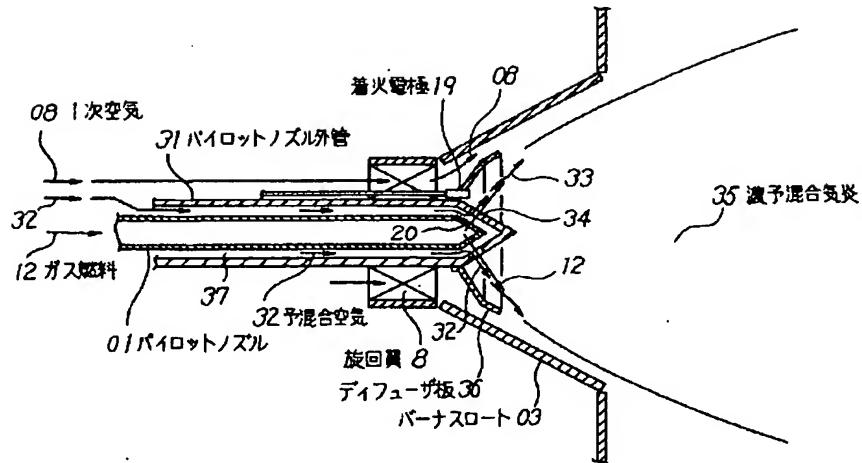
【図4】図4は図2中の予混合型メインバーナを示す拡大縦断面図である。

【図5】図5はガス燃料燃焼時における NO_x 発生量と空気比の関係を示す図である。

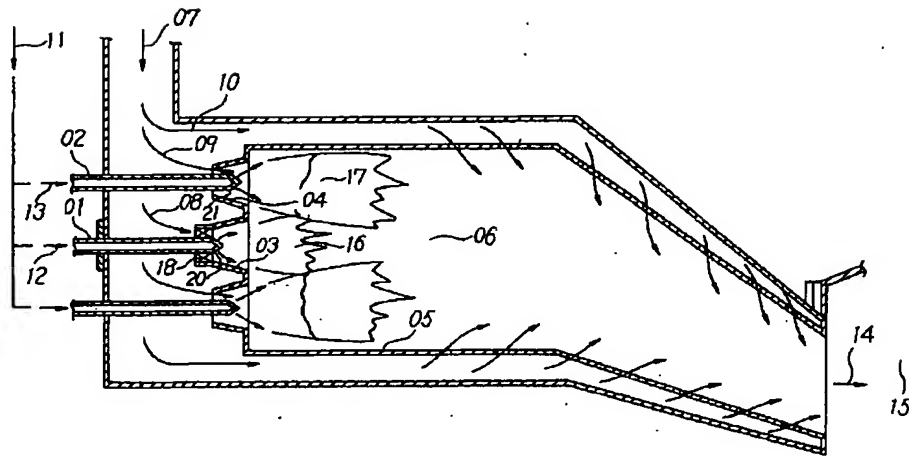
【符号の説明】

- (01) パイロットノズル
- (02) 予混合型メインノズル
- (03) パイロットノズル用バーナスロット
- (04) 予混合型メインノズル用バーナスロット
- (05) 燃焼器
- (06) 燃焼室
- (07) 燃焼用空気
- (08) パイロットノズル用1次空気
- (09) 予混合型メインノズル用1次空気
- (10) 2次空気
- (11) ガス燃料
- (12) パイロットノズル用ガス燃料
- (13) 予混合型メインノズル用ガス燃料
- (14) ガスタービン駆動用排ガス
- (15) ガスタービン室
- (16) 拡散炎
- (17) 予混合炎
- (18) 旋回翼
- (19) 着火電極
- (20) パイロットノズル用ガス燃料噴孔
- (21) 予混合型メインノズル用ガス燃料噴孔
- (31) パイロットノズル外管
- (32) パイロットノズル用予混合空気
- (33) 濃予混合気
- (34) 濃予混合気噴孔
- (35) 濃予混合気炎
- (36) ディフューザ板
- (37) 空気通路

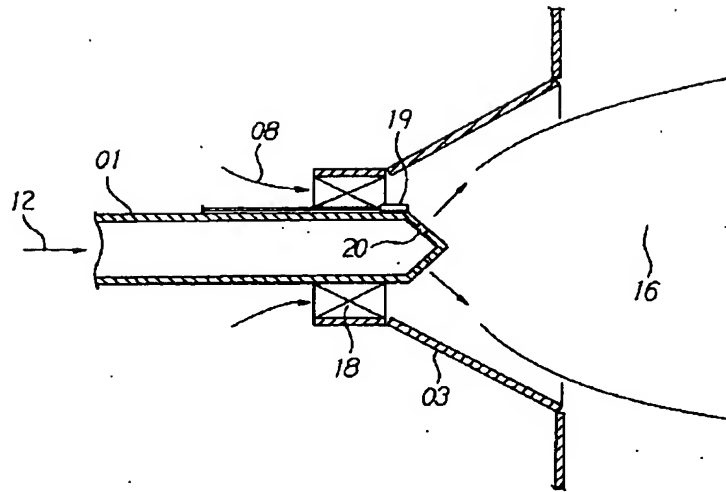
【図1】



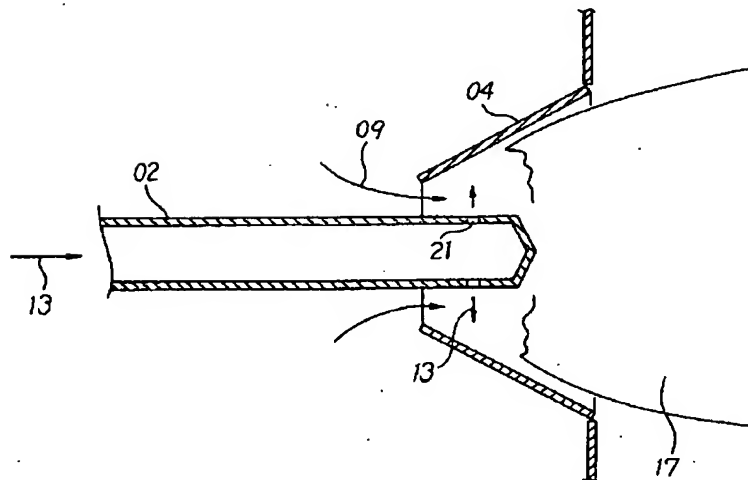
【図2】



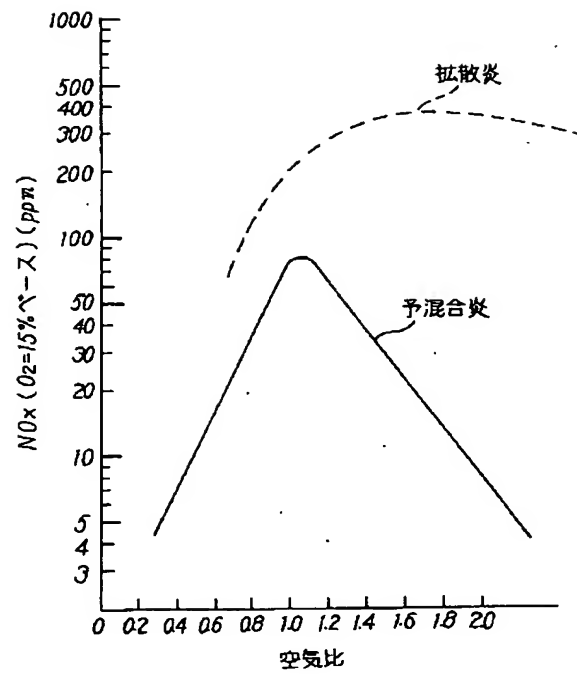
【図3】



【図4】



【図5】



フロントページの続き

(72)発明者 大栗 正治
 長崎市深堀町5丁目717番地1 長菱エン
 ジニアリング株式会社内

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ BLACK BORDERS
- ☐ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☐ FADED TEXT OR DRAWING
- ☐ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☒ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☐ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.